УДК 629.7.05

А.И. Ткаченко

ВЫСОКОТОЧНАЯ ПОЛЕТНАЯ КАЛИБРОВКА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО КОМПЛЕКСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Ключевые слова: полетная геометрическая калибровка, космический аппарат, съемочная камера, звездный датчик, наземные маркеры, координатная привязка.

Введение

Задача полетной геометрической калибровки (далее — калибровки) сформулирована и подробно исследована в ряде публикаций [1–4]. В рассматриваемом здесь смысле калибровка означает уточнение параметров взаимной ориентации бортовой съемочной камеры и звездного датчика космического аппарата (КА). Задача калибровки решается по наблюдениям координатно привязанных наземных ориентиров (маркеров) с орбиты. Потребность в полетной геометрической калибровке возникает, например, если после вывода КА на орбиту точность сведений о взаимной ориентации названных бортовых приборов в корпусе КА не обеспечивает приемлемой точности координатной привязки наземных объектов по космическим снимкам, полученным с помощью оптико-электронного комплекса, либо если неопределенность углового положения камеры относительно звездного датчика накапливается в процессе эксплуатации КА на орбите. Информация, подлежащая обработке при полетной геометрической калибровке, передается на землю и обрабатывается с помощью стационарного компьютера.

В публикациях [5, 6] представлены примеры вычислительных алгоритмов полетной геометрической калибровки. Обоснованы уравнения измерений, подлежащие численному решению при расчете параметров калибровки. Моделирование таких алгоритмов показало неплохую точность калибровки в условиях случайных ошибок звездного датчика, характерных для современных приборов этого назначения [7].

Тенденция к совершенствованию и повышению точности бортовых звездных датчиков указывает на целесообразность согласования достижимой точности вычислений при полетной геометрической калибровке с доступной точностью измерений. Это относится как к собственно калибровке, так и к координатной привязке космических снимков, выполненных с использованием результатов калибровки [8].

Такому согласованию посвящена настоящая работа. Ее назначение — установить источники ошибок, наиболее неблагоприятных для точности калибровки на фоне результатов усовершенствования звездных датчиков, и сформулировать методику расчетов, позволяющую подавить неблагоприятное влияние возмущений, в частности, доминирующих нелинейных эффектов второго приближения, на результаты калибровки. Основное средство исследований — компьютерное моделирование и анализ его результатов.

Особенности калибровки с высокоточным звездным датчиком

Пусть в некоторой точке O низкоорбитального КА установлены съемочная камера, звездный датчик и приемная антенна GPS. Введем, как в [6], ортонормированные координатные базисы: $\mathbf{I}$ — геоцентрический инерциальный, $\mathbf{J}$ — связанный с Землей, $\mathbf{K}(\mathbf{k}_1, \mathbf{k}_2, \mathbf{k}_3)$ — связанный с камерой, $\mathbf{E}(\mathbf{e}_1^\circ, \mathbf{e}_2^\circ, \mathbf{e}_3^\circ)$ — связанный со звездным датчиком, оба последних базиса с началом в точке O. Представления физических векторов в этих базисах отмечаем соответствующим нижним индексом. Совпадение базисов $\mathbf{E}$ и $\mathbf{K}$, предусматриваемое идеализированным проектным вариантом оптико-электронного комплекса КА, нереально. В действительности обычно имеет место незначительное неопределенное рассогласование взаимного углового положения этих базисов в корпусе КА, характеризуемое неизвестным вектором малого поворота $\boldsymbol{\theta}_E = [\theta_1\ \theta_2\ \theta_3]^{\mathrm{T}} = \mathrm{const}$ (Т — символ транспонирования). Калибровка сводится к вычислению приемлемо точной оценки вектора $\boldsymbol{\theta}_E$ в виде вектора $\boldsymbol{\theta}_E^* = [\theta_1^*\ \theta_2^*\ \theta_3^*]^{\mathrm{T}}$ и коррекции по формуле $C_{EK} \approx [E_3 - \Phi(\boldsymbol{\theta}_E^*)]C_{EK}^*$, где C_{EK} — искомая матрица преобразования координат из базиса $\mathbf{K}$ в $\mathbf{E}$; C_{EK}^* — модельная (заданная) аппроксимация матрицы C_{EK}; Φ — (3×3)-матрица оператора векторного умножения в конкретном базисе; E_3 — единичная 3×3-матрица.

Пусть M — один из маркеров, наблюдаемых при калибровке; $\mathbf{e}_K$, $\mathbf{e}_E = [e_1\ e_2\ e_3]^{\mathrm{T}} = C_{EK}\mathbf{e}_K$, $\mathbf{e}_J = C_{JE}\mathbf{e}_E$ — представления единичного вектора направления MO в соответствующих базисах; $|e_1| << 1,\ |e_2| << 1,\ e_3 \approx 1$; звездочкой отмечаем модельные (вычисленные) значения этих представлений, найденные, как в [6], с использованием камеры, звездного датчика и сообщений GPS; C_{JE} — матрица преобразования координат из базиса $\mathbf{E}$ в $\mathbf{J}$. На основании [6] используем приближенное представление $\mathbf{e}_J^* = \mathbf{e}_J + G\boldsymbol{\theta}_E$ и уравнение измерений

$$\mathbf{e}_J^* - \mathbf{e}_J = G\boldsymbol{\theta}_E, \tag{1}$$

где $G = -C_{JE}\Phi(\mathbf{e}_E)$. Оценка вектора $\boldsymbol{\theta}_E$ получается как решение системы доступных уравнений (1), например методом наименьших квадратов, как в [6].

Поскольку координата θ_3 вектора $\boldsymbol{\theta}_E$ фигурирует в уравнении (1) только с малыми коэффициентами e_1, e_2, левая часть указанного уравнения может оказаться весьма малой при относительно больших абсолютных значениях θ_3, т.е. эта координата слабо наблюдаема по измерению (1), особенно в случае узкого поля зрения камеры и небольших размеров площадки с ориентирами.

Из представленных в [9] результатов разработки и совершенствования современных звездных датчиков следует, что, возможно, случайные ошибки таких приборов утрачивают доминирующее влияние на искажение точности полетной геометрической калибровки по сравнению с другими источниками возмущений. Важно установить, какие еще неблагоприятные факторы определяют уровень ошибок калибровки, обосновать возможности и определить средства, позволяющие устранить или ослабить искажающее влияние названных факторов на результаты калибровки.

Моделирование и его особенности

В табл. 2 из [9] указаны весьма высокие, но технологически реальные характеристики новых и перспективных моделей звездных датчиков, сконструированных с использованием КМОП-технологий. На основании этих данных для выполненного моделирования были назначены среднеквадратические отклонения случайных ошибок звездного датчика: $0,4''$ — для базисных направлений $\mathbf{k}_1, \mathbf{k}_2$, перпендикулярных оптической оси датчика, $4''$ — для базисного направления $\mathbf{k}_3$, коллинеарного оптической оси.

В основном сценарии моделирования по аналогии с [6] предусматривалось использование двух снимков двух маркеров, находящихся на трассе полета КА на расстоянии 2,8 км друг от друга. Орбита КА близка к круговой с высотой около 670 км. Гауссовым шумам GPS приписывалось вполне реалистичное среднеквадратическое отклонение 2 м. Разрешение камеры — около 3 м. Относительная ошибка заданной оценки фокусного расстояния камеры — 0,25 %. Координаты ориентиров-маркеров, чьи изображения фигурируют на вышеупомянутых снимках, для каждого варианта счета задавались с нормально распределенными случайными ошибками при среднеквадратических отклонениях 1 м.

При конкретном наборе условий моделирования выполнялось 100 независимых вариантов счета с имитацией калибровки, составляющих серию. В начале каждого очередного варианта исходные значения элементов вектора $\boldsymbol{\theta}_E$ вводились как нормально распределенные случайные величины со среднеквадратическими отклонениями $10'$. По окончании калибровки выполнялась коррекция параметров ориентации камеры. По результатам серии рассчитывались статистические характеристики элементов остаточного вектора $\boldsymbol{\theta}_E$ после коррекции, в частности среднеквадратические отклонения $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ в секундах дуги (в порядке нумерации).

При моделировании в гипотетических условиях, когда известны точные параметры взаимной ориентации камеры и звездного датчика, а случайные погрешности последнего являются единственным источником возмущений, среднеквадратические отклонения остаточных элементов вектора $\boldsymbol{\theta}_E$ после калибровки и коррекции имели значения $0,3''$, $0,2''$ и $2,8''$. Такие ошибки ничтожно малы, по крайней мере в отношении параметра θ_3, по сравнению, например, с эффектами, вызванными указанным выше уровнем разрешения камеры (полученная оценка $\sigma_3 = 85''$) или неточным заданием координат маркеров (оценка $\sigma_3 = 28''$). Доминирующим же оказывается неблагоприятное влияние ошибок, внесенных при линеаризации уравнения (1). При моделировании калибровки с учетом нелинейного фактора как единственного возмущения оказалось $\sigma_1 = 0,9''$, $\sigma_2 = 0,7''$, $\sigma_3'' = 159''$. Предлагаются два способа для подавления влияния нелинейности. Первый — решение доступных уравнений (1) с использованием размытого наблюдателя состояния по методике, изложенной в [6]. Второй уточняющий способ — итерационное решение всех доступных уравнений вида (1) при обработке каждого снимка, как в [7], с назначением надлежащего числа итераций. Суть процедуры коррекции состоит в том, что с помощью размытого наблюдателя на очередной итерации последовательно вычисляются элементарные поправки к вектору $\boldsymbol{\theta}_E$, соответствующие каждому изображению маркера на каждом используемом снимке. Каждое уточненное значение $\boldsymbol{\theta}_E$ немедленно «привлекается» к пересчету векторов $\mathbf{e}_J^*$. Ввиду незначительности элементарных поправок коррекция реализуется относительно медленно и требует значительного числа итераций.

В табл. 1 настоящей работы представлены значения $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$, полученные в результате калибровки. В первом столбце таблицы N_L — число выполненных итераций обработки каждого снимка. Съемки выполнялись при положениях КА с углом тангажа $\pm 2,5^\circ$. Заметно, как повышается точность калибровки с увеличением числа итераций (по-видимому, это происходит в результате уменьшения нелинейной составляющей ошибки). В строке табл. 1, относящейся к $N_L = 60$ (A), выведены результаты, полученные при более жестких, но в принципе достижимых требованиях к условиям калибровки: разрешение камеры 1 м, задание дислокации маркеров со среднеквадратическим отклонением ошибки 0,33 м. Соблюдение этих требований существенно повышает точность оценки параметра θ_3. Условия, при которых получена строка $N_L = 60$ (B), отличаются от условий строки 60 (A) расстоянием между двумя наблюдаемыми маркерами, увеличенным до 7 км. Таким образом, выбор рассмотренных условий калибровки позволяет заметно улучшить точность оценивания координаты θ_3 и менее явно — точность оценивания координат $\theta_{1,}, \theta_2 . \sigma_1$

Таблица 1

N_L	σ_1	σ_2	σ_3
1	1,3	1,1	220
2	1,0	0,9	158
3	0,9	0,9	133
6	0,8	0,8	104
12	0,7	0,7	90,6
60	0,7	0,7	85,2
60 (A)	0,6	0,6	34,2
60 (B)	0,6	0,6	13,8
8 (C)	1,6	1,4	116
8 (D)	1,5	1,4	45,5

Чтобы нагляднее выявить влияние ошибок звездного датчика на точность калибровки, выполнялось моделирование при значениях среднеквадратических отклонений ошибок такого прибора $2'', 2'', 30''$, заимствованных из табл. 1 работы [9] и свойственных приборам БОКЗ-М. Остальные возмущения, нарушающие точность калибровки, те же, что выше. В этих условиях элементарные поправки, компенсирующие эффект нелинейности, с увеличением числа итераций счета оказываются незаметными на фоне увеличенных ошибок звездного датчика. При этом многочисленные итерации обработки уравнений вида (1) становятся бесполезными. В строке $N_L = 8$ (C) табл. 1 показаны результаты калибровки при только что оговоренном наборе возмущений с выполнением восьми итераций счета. В этих условиях дальнейшее увеличение числа итераций не приводило к уточнению результатов калибровки и не позволило достигнуть хотя бы такой точности, как в строке $N_L = 12$ табл.1. Строка $N_L = 8$ (D) табл. 1 получена с тем отличием от строки $N_L = 8$ (C), что расстояние между двумя наблюдаемыми маркерами составляло 7 км, разрешение камеры 1 м, а координаты маркеров задавались с ошибкой, характеризуемой среднеквадратическим отклонением 0,33 м. И в этих условиях оказалась недостижимой точность оценивания параметров $\theta_{1,}, \theta_2$, показанная выше при инструментальных ошибках звездного датчика, как в табл. 2 из [9], основанного на КМОП-технологии. Улучшение точности оценивания параметра θ_3 с увеличением расстояния между маркерами предсказуемо и объяснимо.

 ISSN 0572-2691

В табл. 2 приведены результаты калибровки с использованием 12 снимков таких же двух маркеров, как в табл. 1. В процессе съемок тангаж КА изменялся от 25° до -25°, экспонирования выполнялись с интервалом 7 с. Показаны математические ожидания остаточных ошибок $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ в секундах дуги, обозначенные M_1, M_2, M_3. Остальные обозначения — такие же, как в табл. 1. И здесь в строке, условно обозначенной $N_L = 4$ (A), приведены результаты, полученные при разрешении камеры 1 м и задании местонахождения двух маркеров с точностью 0,33 м, а в строке $N_L = 4$ (B), кроме того, — с увеличением расстояния между маркерами до 7 км. Охарактеризованная тактика калибровки с увеличением числа снимков повышает точность калибровки и уменьшает необходимое количество итераций при расчетах.

В строке 2 (C) табл. 2 приведены результаты калибровки с двумя итерациями счета по 12 снимкам при характеристиках точности звездного датчика, упомянутых выше как атрибуты прибора БОКЗ-М, заимствованные из табл. 1 работы [9] (среднеквадратические отклонения случайных ошибок $2'', 2'', 30''$). Видно, как ухудшение точности звездного датчика неблагоприятно сказывается на точности калибровки.

Таблица 2

N_L	M_1	M_2	M_3	σ_1	σ_2	σ_3
1	0	0	– 1	0,4	0,4	76,1
2	0,01	0	– 4,4	0,3	0,3	58,7
3	0,01	0,01	– 5,8	0,3	0,3	55,3
4	0,05	0,03	– 6,6	0,3	0,3	54,9
4 (A)	0,02	0	– 1,7	0,2	0,3	28,4
4 (B)	0,03	0,02	– 0,5	0,2	0,3	18,0
2 (C)	0,1	0	– 5,9	0,6	0,7	79,0

Координатная привязка по высокоточным данным

Следующий этап моделирования — расчеты по координатной привязке неизвестных наземных объектов (определению координат этих объектов в базисе $\mathbf{J}$) с использованием обсужденных результатов калибровки.

Уравнение измерений для метода привязки получается на основании фотограмметрического условия коллинеарности:

$$\Phi(\mathbf{e}_J)\mathbf{r}_J = \mathbf{e}_J \times \mathbf{R}_J, \tag{2}$$

где $\mathbf{r}_J$ — искомый геоцентрический радиус-вектор объекта привязки; $\mathbf{R}_J$ — геоцентрический радиус-вектор КА, найденный по сообщениям GPS; $\mathbf{e}_J$ — в этом случае единичный вектор линии визирования объекта привязки, рассчитанный по конкретному снимку камеры. Уравнение (2) определяет вектор $\mathbf{r}_J$ с точностью до проекции на направление линии визирования маркера. Вектор $\mathbf{r}_J$ находится как решение системы не менее чем двух уравнений вида (2).

Моделирование координатной привязки выполнялось в рамках единой программы с имитацией калибровки в охарактеризованной выше серии из 100 вариантов счета. Цель моделирования — выявить, с какой точностью можно определить местонахождение неизвестных наземных объектов с использованием высокоточной съемочной и вспомогательной аппаратуры КА, и сформулировать надлежащую тактику съемок и обработки измерений. Предполагалось, что 16 объектов привязки находятся поблизости от трассы полета КА в пределах участка-квадрата со стороной 2 км в узлах равномерной квадратной сетки, ограниченной периметром участка. Фактические координаты местонахождения объектов задавались в системе параметров Земли WGS 84. В этой же системе рассчитывались модельные оценки координат объектов привязки. Съемка участка с объектами привязки производилась, когда он оказывался в поле зрения камеры. Таким образом, каждая из координат объектов в земном базисе образует (4×4)-матрицу. Объекты привязки пронумерованы, как принято в языке программирования Фортран: сверху вниз в каждом столбце упомянутой матрицы с непрерывным продолжением нумерации в следующем столбце. При съемках ось чувствительности камеры наводилась на окрестность соответствующего объекта № 7, находящегося на пересечении второго столбца и третьей строки матрицы координат. Ошибка наведения — случайная величина, равномерно распределенная в пределах ± 1200 м. Калибровка, предшествующая координатной привязке, выполнялась при числе итераций $N_L = 12$, как в соответствующей строке табл. 1. В каждом варианте счета выполнялись два снимка объектов привязки. Значения тангажа КА при первом и втором экспонированиях, характеризующие серию и обозначенные ϑ_1 и ϑ_2, показаны в табл. 3 в градусах.

Таблица 3

ϑ_1	ϑ_2	σ_X	σ_Y	σ_Z
2,5	– 2,5	19,9 – 23,5	38,8 – 41,	20,6 – 23,8
7,0	– 7,6	6,6 – ,8,1	11,1 – 13,1	6,4 – 8,0
11,8	– 12,3	4,7 – 6,2	6,7 – 7,8	5,0 – 6,4
16,4	– 16,8	4,0 – 5,0	5,2 – 6,0	4,0 – 5,9
24,8	– 25,1	3,5 – 5,2	4,0 – 5,7	4,0 – 5,5
24,8 (А)	– 25,1 (А)	2,8 – 3,9	2,4 – 2,8	2,7 – 4,4

Местонахождение каждого объекта привязки определялось в процедуре оценивания по аналогии с [8, 12] как точка пересечения линий визирования объекта, реконструированных по двум снимкам. Серии вариантов счета различались значениями тангажа КА в моменты съемки. По результатам каждой серии для каждого из 16 объектов оценивались $\sigma_X, \sigma_X, \sigma_X$ — среднеквадратические отклонения ошибок каждой из трех искомых координат местонахождения в метрах. В каждой ячейке табл. 3 представлены наименьшее и наибольшее из значений $\sigma_X, \sigma_Y, \sigma_Z$ в соответствующей серии вариантов. Видно, как увеличение угла между линиями визирования при первом и втором экспонированиях участка с объектами привязки приводит к повышению точности привязки. В последней строке табл. 3 в ячейке первого столбца, отмеченной знаком (А), показаны характеристики точности привязки объектов по 12 снимкам того же участка, выполненным с интервалом 7 с. В этих расчетах местонахождением объекта привязки считалась приближенно найденная точка пересечения всех 12 линий визирования объекта. Как правило, местонахождение объектов участка, близких к пункту пересечения оптической оси с земной поверхностью, определялось с более высокой точностью, чем местонахождение объектов, удаленных от упомянутого пункта пересечения. Этот эффект объясняется влиянием остаточной ошибки калибровки θ_3 [12].

Если при координатной привязке охарактеризованных выше объектов использовались результаты предварительной калибровки по 12 снимкам на уровне строки 2 (С) табл. 2, т.е. со среднеквадратическими отклонениями случайных ошибок звездного датчика $2'', 2'', 30''$, то среднеквадратические отклонения ошибок привязки по двум снимкам при $\vartheta_1 = -25^\circ, \vartheta_2 = 25^\circ$ составляли 7–11 м. Если же координатной привязке тех же объектов предшествовала калибровка по 12 снимкам со среднеквадратическими отклонениями случайных ошибок звездного датчика $0,4''$, $0,4''$, $4''$, как у предусмотренных выше приборов на основе КМОП-технологии, то координаты объектов привязки оценивались с ошибками на уровне 3–5 м. Таким образом, судя по результатам представленного моделирования, пятикратное уменьшение случайных ошибок звездного датчика при неизменности остальных характеристик бортового оптико-электронного комплекса, влияющих на точность калибровки, позволяет в конечном счете повысить точность координатной привязки примерно вдвое.

Координатная привязка по одному снимку

Особо рассмотрим задачу координатной привязки неизвестных наземных объектов по единственному космическому снимку, т.е. с формированием одного уравнения вида (2), с использованием принятой математической аппроксимации формы Земли. В отличие от известных публикаций по этому вопросу [13, 14], как показано ниже, считается наперед заданной аппроксимация искомых координат объектов привязки, хотя и весьма грубая, например, с ошибками порядка 10–100 км. Такая гиперболизация исходной неточности данных наглядно демонстрирует конвергентные возможности собственно метода привязки. Можно ожидать, что такой подход окажется полезным для привязки неизвестного объекта, попавшего в поле зрения камеры неожиданно, без преднамеренного наведения.

Аппроксимируем уровенную поверхность Земли поверхностью эллипсоида вращения так, что базисные направления системы $\mathbf{J}$ совпадают с главными центральными осями эллипсоида [13]:

$$\frac{x^2+y^2}{a^2}+\frac{z^2}{b^2}=1, \tag{3}$$

где x, y, z — координаты в базисе $\mathbf{J}$; a, b — соответственно большая и малая полуоси эллипсоида. Пусть $x^*=x+\Delta x,\ y^*=y+\Delta y,\ z^*=z+\Delta z$ — заданные координаты точки, о которой известно лишь, что она относительно близка к объекту привязки. Обозначим $\mathbf{r}^\circ=[x^*,\ y^*,\ az^*/b]^{\mathrm{T}}$; $\Delta\mathbf{r}=[\Delta x\,\Delta y\,\Delta z]^{\mathrm{T}}$; $s=(\mathbf{r}^{\circ\mathrm{T}}\mathbf{r}^\circ)^{1/2}$, $\mathbf{e}^\circ=\mathbf{r}^\circ/s$. Уравнение измерений, соответствующее уравнению (3), имеет вид

$$\mathbf{e}^{\circ\mathrm{T}}\Delta\mathbf{r}=a-s. \tag{4}$$

Уравнение (4) характеризует проекцию вектора ошибки $\Delta\mathbf{r}$ на направление, противоположное $\mathbf{r}^\circ$, и нечувствительно к составляющей названной ошибки, перпендикулярной $\mathbf{r}^\circ$. Уравнение (2) также выразим через $\Delta\mathbf{r}$:

$$\Phi(\mathbf{e}_J)\,\Delta\mathbf{r}=\mathbf{e}_J\times(\mathbf{r}_J^*-\mathbf{R}_J). \tag{5}$$

Ненаблюдаемое подпространство уравнения (5) относительно $\Delta\mathbf{r}$ совпадает с направлением линии визирования $\mathbf{e}_J$. Ненаблюдаемое подпространство уравнения (4) — плоскость, перпендикулярная $\mathbf{r}^\circ$. Если векторы $\mathbf{e}_J$ и $\mathbf{r}^\circ$ не являются взаимно ортогональными, то вектор $\Delta\mathbf{r}$ не может одновременно принадлежать обоим ненаблюдаемым подпространствам и, следовательно, формально он вполне наблюдаем по измерениям (4), (5). Ситуация полной наблюдаемости заведомо имеет место, если объект привязки находится в пределах относительно узкого поля зрения камеры.

Для решения системы уравнений координатной привязки вида (4), (5) используем формулы размытого наблюдателя состояния в рамках схемы последовательных итераций, подобно тому как это сделано выше применительно к уравнениям (2). Заметим, что в рассматриваемой ситуации для достижения желательной точности координатной привязки приходится выполнять значительное (порядка тысяч) число итераций обработки уравнений (4), (5). По-видимому, это объясняется слабой наблюдаемостью составляющей вектора $\Delta\mathbf{r}$, перпендикулярной $\mathbf{e}^{\circ}$, по уравнению (4), что усугубляет последствия линеаризации уравнения (4). В моделировании, результаты которого приводятся ниже, число итераций размытого наблюдателя при обработке снимка составляло 50000.

Некоторые результаты моделирования координатной привязки охарактеризованных выше шестнадцати наземных объектов по единственному снимку показаны в табл. 4. Абсолютные значения математических ожиданий M_X, M_Y, M_Z и среднеквадратические отклонения ошибок привязки $\sigma_X, \sigma_Y, \sigma_Z$ даны в метрах.

Таблица 4

Строка	ϑ	M_X	M_Y	M_Z	σ_X	σ_Y	σ_Z
1	2,5	0 – 0,5	0 – 0,2	0 – 0,6	9,1 – 10,3	2,9 – 3,7	8,8 – 10,3
2	2,5	0 – 0,6	0 – 0,3	0 – 0,7	3,8 -5,5	1,3 -2,5	3,6 -5,3
3	2,5	0 – 0,6	0 – 0,3	0 – 0,4	3,3 – 4,6	1,0 – 2,3	2,7 – 4,7
4	2,5	5,9 – 6,7	11,3 – 11,6	6,0 – 6,7	3,5 – 4,9	1,0 – 2,3	2,7 – 4,7
5	25	9,4 – 10,1	13,4-13,7	0,1 – 1	3,9 – 5,6	1,3 – 2,5	3,2 – 4,9

В строке 1 табл. 4 представлены характеристики точности координатной привязки с использованием результатов калибровки по двум снимкам, указанных в строке 8 (С) табл. 1, т.е. при характеристиках точности, свойственных звездному датчику БОКЗ. Предполагалось, что все объекты привязки находятся на поверхности эллипсоида (3). Через ϑ обозначено значение тангажа КА в момент единственного снимка в градусах. Характеристики точности привязки с предварительным определением взаимной ориентации камеры и звездного датчика на уровне строки $N_L = 12$ табл. 1 приведены в строке 2 табл. 4. Они соответствуют применению охарактеризованного выше звездного датчика на основе КМОП-технологии. Строка 3 табл. 4 отличается от строки 2 калибровкой по 12 снимкам, как в строке 4 (А) табл. 2.

Уравнение (3) характеризует уровенную поверхность, но не реальный рельеф местности. Поэтому, если при съемке линия визирования объекта привязки строго вертикальна, но сам объект находится выше или ниже уровенной поверхности, в общем случае определение геоцентрических координат на этой поверхности может оказаться неточным. Отличие результатов серии моделирования, представленных в строке 4 табл. 4, от строки 3 состоит в том, что все объекты привязки, к которым относится строка 4, расположены на 40 метров выше эллипсоида (3). Видно, как смещение объекта привязки относительно референц-эллипсоида снижает точность привязки. Строка 5 табл. 4 отличается от строки 4 значением $\vartheta = 25^{\circ}$. В таких обстоятельствах применение прецизионных звездных датчиков рассмотренного уровня с целью повышения точности координатной привязки наземных объектов теряет смысл.

Заключение

Для полноценной реализации возможностей применения прецизионных звездных датчиков при полетной геометрической калибровке оптико-электронного комплекса КА следует исключить или ослабить влияние «конкурирующих» источников ошибок, не связанных непосредственно со звездным датчиком. Одна из наиболее серьезных ошибок такого рода порождена влиянием линеаризации при выводе уравнений измерения. Для подавления этого эффекта предлагается итерационная схема расчетов с последовательными исключениями нелинейных невязок. Подобным образом размытый наблюдатель применяется в рамках итерационной процедуры координатной привязки неизвестных наземных объектов с использованием результатов калибровки. В частности, если объекты привязки находятся на поверхности референц-эллипсоида, предложенная методика координатной привязки по единственному космическому снимку позволяет успешно реализовать эту процедуру.

О.І. Ткаченко

ВИСОКОТОЧНЕ ПОЛЬОТНЕ КАЛІБРУВАННЯ ОПТИКО-ЕЛЕКТРОННОГО КОМПЛЕКСУ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

Польотне геометричне калібрування (далі — калібрування) тут трактується як процедура уточнення параметрів взаємної орієнтації бортової знімальної камери і зоряного датчика космічного апарата. Задача калібрування розв'язується за спостереженнями координатно прив'язаних наземних орієнтирів (маркерів) з орбіти. Потреба у польотному геометричному калібруванні має місце, наприклад, якщо початкові відомості не забезпечують прийнятну точність координатної прив'язки наземних об'єктів за космічними знімками, отриманими за допомогою оптико-електронного комплексу, або якщо невизначеність кутового положення камери відносно зоряного датчика накопичується в процесі експлуатації космічного апарата на орбіті. Моделювання алгоритмів калібрування показало їх прийнятну точність у поєднанні з сучасними зоряними датчиками. Тенденція до вдосконалення і підвищення точності бортових приладів і датчиків вказує на доцільність узгодження досяжної точності обчислень при польотному геометричному калібруванні з доступною точністю вимірювань. Це стосується як власне калібрування, так і координатної прив'язки космічних знімків, виконаних з використанням результатів калібрування. Зокрема, цікаво розглянути, як точність калібрування залежить від точності конкретних вимірювань і початкових даних. Основний засіб досліджень — комп'ютерне моделювання і аналіз його результатів. Занурення у зону калібрування з вельми малими помилками вимірювань може істотно змінити співвідношення факторів, що впливають на точність калібрування. Зокрема, підвищення точності зоряних датчиків знижує відносний вплив випадкових помилок таких приладів у комплексі чинників, які погіршують результати калібрування. У такому разі необхідно враховувати можливий вплив проігнорованих нелінійних ефектів та інших джерел збурень на оцінки параметрів взаємної орієнтації камери і зоряного датчика. У даній роботі виведено метод вилучення несприятливого впливу нелінійних помилок. Метод ґрунтується на двох ефектах: високих характеристиках збіжності алгоритму оцінювання — розмитого спостережника стану — і послідовності ітеративних розрахунків. Такий підхід зменшує вплив проігнорованої нелінійної складової помилки обчислень і поліпшує збіжність оцінок. Методики обробки даних узгоджуються з можливістю залучення вельми точних вимірювань. Комп'ютерне моделювання показало хорошу точність алгоритмів польотного геометричного калібрування і координатної прив'язки у поєднанні з високоточними характеристиками використовуваних вимірювальних засобів.

Ключові слова: польотне геометричне калібрування, космічний апарат, знімальна камера, зоряний датчик, наземні маркери, координатна прив'язка.

A.I. Tkachenko

HIGH-ACCURATE IN-FLIGHT CALIBRATION OF THE OPTICAL-ELECTRONIC SYSTEM OF A SPACECRAFT

In-flight geometric calibration (further — calibration) is interpreted here as a procedure of making more preceise mutual attitude parameters of the onboard imaging camera and star tracker. The problem of calibration is solved with using of observations of geo-referenced landmarks from the orbit. A necessity of in-flight geometric calibration takes place for instance when initial data do not ensure acceptable accuracy of the ground objects geo-referencing by means of space snapshots received with use of optical-electronic complex, or when indefiniteness of camera's angular attitude relatively to star tracker accumulates in a process of exploiting of the spacecraft on the orbit. The simulation of the calibration algorithms had shown their acceptable accuracy in combination with the contemporary star trackers. The tendency of improvement of onboard devices and gauges and increasing of their accuracy shows advisability of agreement of attainable accuracy of calculations while in-flight geometric calibration with accessible measuring accuracy. It concerns both properly calibration and geo-referencing of space snaps using results of calibration. In particular, it is interesting to consider how accuracy of calibration depends on accuracy of specific measurings and initial data. A main means of investigation is computer simulanion and analysis of its results. Immersing into the domain of calibration with very small measuring errors may essentially change correlation between the factors which influence the calibration accuracy. In particular, raising of the star trackers accuracy reduced a weight of the random errors of such devices in the complex of factors which aggravate results of calibration. In such a case it is necessary to take into account possible influence of omitted nonlinear effects and the other sources of disturbances on the estimations of camera and star tracker mutual attitude parameters. A method of exception of unfavourable nonlinearity errors is developed in this work. The method is based on two effects: high convergence characteristics of estimation algorithm — fuzzy state observer — and succession of iterative calculations. Such an approach diminishes influence of the ignored nonlinear component of the calibration error and improves the convergence of estimates. Methods of data processing are conformed with possibility to access very precise measurings. Computer simulation had showed good accuracy of algorithms of the in-flight geometric calibration and geo referencing in a combination with high-precise characteristics of used technical means.

Keywords: in-flight geometric calibration, spacecraft, imaging camera, star tracker, landmarks, geo-referencing.

1. Multi-angle imaging spectro radiometer (MISR). Level 1. In-flight geometric calibration algorithm theoretical basis. JPL, California Institute of Technology. 1999. http://eospso.gsfc.nasa.gov/ftp_ATBD/REVIEW/MISR/atbd-misr-04.pdf
2. In-flight geometric calibration – an experience with Cartosat-1 and Cartosat-2. T.P. Srinivasan, B. Islam, S.K. Singh, B.G. Krishna et al. The Internat. Archives of the Photogrammetry, Remote Control and Spatial Information Sciences. V. XXXVII. P. B1. Beijing, 2008. P. 83–88. /http://www.isprs.org/proceedings/XXXVII/congress/1_pdf/14.pdf
3. Сомов Е.И., Бутырин С.А. Полетная геометрическая идентификация и калибровка космического телескопа и системы звездных датчиков. *Тр. VIII Междунар. конф. «Идентификация систем и задачи управления» SICPRO'09*. М. 2009.
4. Никитин А.В., Дунаев Б.С., Кондратьева Т.В. , Полянский И.В. Полетная и наземная геометрическая калибровка многозональных сканирующих устройств МСУ-100 и МСУ-50. *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2011. **8**, № 2. С. 289–302.
5. Лебедев Д.В. О привязке космических снимков по орбитальным данным. *Международный научно-технический журнал «Проблемы управления и информатики»*. 2016. № 6. С. 120–132.
6. Ткаченко А.И. Алгоритмы согласования ориентации звездного датчика и камеры космического аппарата. *Международный научно-технический журнал «Проблемы управления и информатики»*. 2015. № 3. С. 116–126.
7. Сравнительные характеристики звездных датчиков ориентации семейства БОКЗ. http://ofo.ikiweb.ru/bokz_table.php
8. Ткаченко А.И. О координатной привязке наземных объектов по космическим снимкам. *Космічна наука і технологія*. 2015. **21**, № 2. С. 65–72.
9. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Форш А.А., Куделин М.И. Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звездной ориентации семейства БОКЗ. *Известия вузов. Приборостроение*. 2015. **58**, № 1. С. 3–13.
10. Ткаченко А.И. Устранение аномальних ошибок полетной геометрической калибровки. *Международный научно-технический журнал «Проблемы управления и информатики»*. 2019. № 6. С. 104–111.
11. Ткаченко А.И. Итерационное решение задачи полетной геометрической калибровки. *Космічна наука і технологія*. 2017. **23**, № 6. С. 21–24.
12. Ткаченко А.И. Два алгоритма привязки наземных объектов по космическим снимкам. *Космічна наука і технологія*. 2018. **24**, № 3. С. 69–73.
13. Пятак И.А. Задачи координатной привязки снимков, выполненных КА. *Вісник Дніпропетровського ун-ту. Серія «Ракетно-космічна техніка»*. 2011. Вип. 14. С. 116–122.
14. Лебедев Д.В. О географической привязке космических снимков. *Международный научно-технический журнал «Проблемы управления и информатики»*. 2014. № 5. С. 71–78.

Получено 31.08.2020
После доработки 26.02.2021